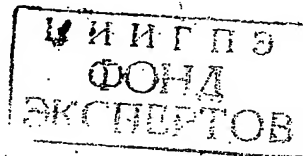




(19) RU (11) 2015941 (13) C1
(51) 5 В 64 С 21/08

Комитет Российской Федерации
по патентам и товарным знакам



(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ к патенту Российской Федерации

1

(21) 5004219/23

(22) 14.10.91.

(48) 15.07.94 Бюл. № 13

(75) Щукин Л.Н.; Шибанов А.П.; Щукин И.Л.; Карелин В.Г.; Савицкий А.И.; Масс А.М.; Пушкин Р.М.; Фищенко С.В.

(73) Научно-производственное предприятие "Триумф"

(56) 1. Патент ФРГ N 1273338, кл. 62В 60, 1969.

2. Патент США N 4671474, кл. В 64С 21/06, 1987.

(54) СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(57) Изобретение относится к авиации, а именно к способам управления пограничным слоем на аэродинамической поверхности ЛА. Цель изобретения - уменьшение энергозатрат для улучшения аэродинамических характеристик ЛА путем отсоса пограничного слоя. Это достигается

2

тем, что в известном способе управления пограничным слоем на аэродинамической поверхности ЛА, основанном на формировании присоединенных вихрей в ячейках в кормовой части поверхности путем отсоса воздуха из полостей ячеек, в процесс отсоса скорость отбора воздуха постепенно увеличивают до момента полного присоединения пограничного слоя к поверхности и формирования вихрей в ячейках, после чего уровень отсоса уменьшают до минимального, при котором еще имеет место безотрывное обтекание поверхности летательного аппарата. Для дополнительного уменьшения энергозатрат отсасываемый воздух из ячеек формируют в единый поток, используя для движения этого потока реализованный при безотрывном обтекании градиент давления на поверхности, отсасывая этим потоком с помощью эжекции воздух из ячеек последовательно, начиная с ячеек максимально приближенных к кормовой. 3 зл. ф-лы, 1 ил.

RU

2015941

C1

Изобретение относится к авиации, а именно к способам управления пограничным слоем для изменения аэродинамических характеристик ЛА.

При обтекании кормовых поверхностей, элементов конструкции самолетов и летательных аппаратов на этих поверхностях устанавливается положительный градиент давления в направлении обтекания. При определенных уровнях этого положительного градиента давления ввиду малости кинетической энергии потока вблизи поверхности поток не способен осуществлять движение против градиента давления и отрывается от поверхности. При отрыве от поверхности потока значительно возрастает аэродинамическое сопротивление обтекаемых потоком элементов конструкции, а у аэродинамических несущих поверхностей (крыльев, корпусов) снижается подъемная сила.

Для предотвращения отрыва потока и улучшения аэродинамических характеристик самолетов и летательных аппаратов пристеночные низкосортные слои потока отсасывают, повышая тем самым кинетическую энергию пристеночного потока и его способность преодолевать большие градиенты давления.

Известен способ управления пограничным слоем, в котором отбор воздуха из пристеночной области осуществляется по нормальному к потоку направлению через выполненные на поверхности отверстия [1].

Указанный способ имеет недостаток, заключающийся в его энергоемкости из-за необходимости отсасывать большие количества воздуха.

Известен способ управления пограничным слоем на аэродинамической поверхности ЛА с помощью образованных в кормовой части поверхности вихревых ячеек, состоящий в отборе воздуха из их полостей [2].

После присоединения пограничного слоя к поверхности ЛА в ячейках образуется вихревое движение (присоединенный вихрь), которое поддерживается за счет энергии внешнего потока и энергии источника отсоса. Такое взаимодействие потоков обеспечивает достижение высоких значений скоростей в поле течения вблизи обтекаемой поверхности, что позволяет преодолевать без отрыва большие положительные градиенты давления.

Однако эффективность такого способа низка, так как система отсоса, реализующая способ, должна быть настроена на максимальные скорости ЛА для надежного присоединения пограничного слоя, что при малых

скоростях приведет к большим энергозатратам.

Задача изобретения состоит в разработке такого способа управления пограничным слоем, реализация которого не требует больших энергозатрат для безотрывного обтекания поверхности.

Это достигается тем, что в известном способе управления пограничным слоем на аэродинамической поверхности ЛА, основанном на формировании присоединенных вихрей в ячейках, образованных в кормовой части поверхности, путем отбора воздуха из полостей ячеек, в процессе отсоса скорость отбора воздуха постепенно увеличивают до момента образования присоединенных вихрей, при котором достигается полное присоединение пограничного слоя к поверхности ЛА, после чего уровень отсоса уменьшают до минимального, при котором еще имеет место безотрывное обтекание поверхности летательного аппарата.

Целесообразно отсос при минимальных скоростях осуществлять на режимах эжекционного отбора воздуха из ячеек, формируя для этого под воздействием установившегося во внешнем течении положительного градиента давления общий поток путем последовательного смешения эжектируемого воздуха из ячеек в направлении от кормовой к первой ячейке.

Желательно в процессе отсоса измерять давление в кормовой части летательного аппарата, а в качестве момента полного присоединения пограничного слоя к поверхности использовать момент достижения измеренным давлением максимальной величины.

Кроме того, возможно в качестве минимального уровня отсоса использовать значения скоростей отбора воздуха, при которых начинается снижение давления при снижении уровня отбора.

Уменьшение уровня отбора воздуха из ячеек после присоединения пограничного слоя позволяет снизить энергозатраты.

Формирование общего потока воздуха в направлении от кормовой ячейки к первой позволяет использовать установившийся при безотрывном обтекании градиент давления на поверхности. Поток воздуха, отсасываемого от кормовой ячейки, отбирает за счет эжекторного эффекта воздух из других ячеек, расположенных вверх по потоку от кормовой ячейки и имеющих более низкий уровень давления, чем в кормовой ячейке.

Изобретение поясняется чертежом, на котором изображено течение в вихревой ячейке.

При включении источника отбора воздуха низкий уровень давления распространяется на полости 1 всех вихревых ячеек, и происходит перетекание воздуха из пристеночной области течения к источнику отбора.

Скорость газа в пограничном слое возрастает с возрастанием скорости отбора воздуха из полостей ячеек. При некоторой величине скорости отбора воздуха пограничный слой присоединяется к поверхности ЛА, и на поверхности реализуется давление с положительным градиентом вдоль кормы. О присоединении пограничного слоя к поверхности ЛА можно судить, например, по изменению давления в кормовой части. Неизменяющаяся величина давления на поверхности при увеличении скорости отбора воздуха свидетельствует о безотрывном обтекании поверхности и возникновении присоединенных вихрей в ячейках.

После присоединения потока скорости отбора воздуха уменьшают. При этом интенсивность отбора воздуха через входное отверстие 2 ячейки снижается. Поскольку на передней кромке 3 входного отверстия давление меньше, чем на задней кромке 4, то при снижении интенсивности отбора воздуха при определенной его величине полностью прекращается поступление воздуха в ячейку со стороны кромки 3 и продолжается со стороны задней кромки 4. Дальнейшее

снижение уровня отсоса приводит к интенсификации циркуляционного течения 5 в ячейке (присоединенного вихря), поддерживаемого перепадом давления на передней и задней кромках входного отверстия ячейки.

Уровень отсоса уменьшают до таких минимальных значений скоростей отбора воздуха, при которых еще имеет место безотрывное обтекание поверхности. При начале отрыва потока уровень давления в кормовых точках начинает падать.

Для того, чтобы уменьшить энергозатраты на источник отбора воздуха создают эжекционный отсос из камер. Для этого под действием положительного градиента давления, реализуемого на поверхности при ее безотрывном обтекании, в кормовой части формируют общий поток 6 воздуха в направлении от кормовой к первой ячейке. Градиент давления ускоряет поток, и давление на выходе 7 из ячейки падает в направлении от кормы. При этом на входе 2 и выходе 7 создается перепад давления, необходимый для эжекции газа из полости ячейки. Таким образом вступает в действие эжекционный отсос, объединяющий отсос из всех ячеек и использующий реализованный на поверхности градиент давления при безотрывном обтекании, что ведет к снижению энергозатрат на отсос.

Формула изобретения

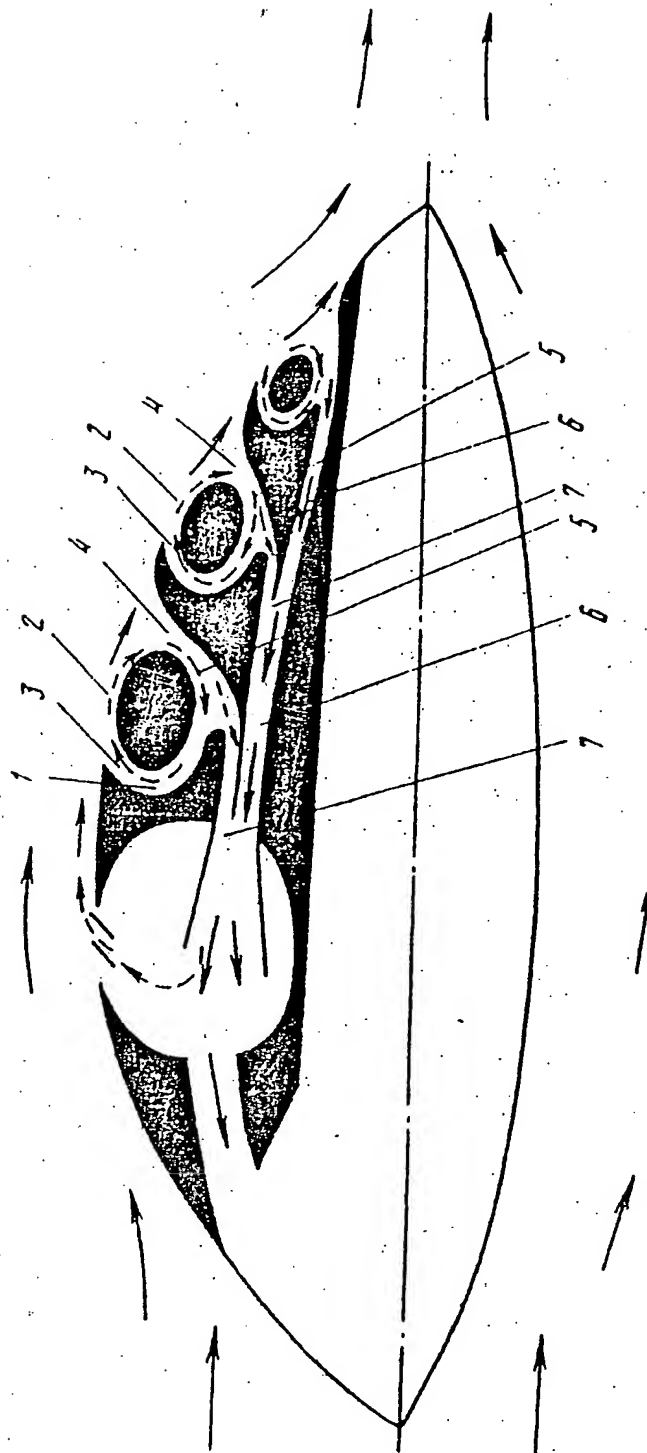
1. СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, основанный на формировании присоединенных вихрей в ячейках, образованных в кормовой части поверхности, путем отсоса воздуха из полостей ячеек, отличающийся тем, что в процессе отсоса скорость отбора воздуха постепенно увеличивают до момента образования присоединенных вихрей, при котором достигается полное присоединение пограничного слоя к поверхности летательного аппарата, после чего уровень отсоса уменьшают до минимального, при котором еще имеет место безотрывное обтекание поверхности летательного аппарата.

2. Способ по п.1, отличающийся тем, что отсос при минимальных скоростях осуществляют на режимах эжекционного от-

бора воздуха из ячеек, формируя для этого под воздействием установившегося во внешнем течении положительного градиента давления общий отсасываемый поток, путем последовательного смешения эжектированного воздуха из ячеек в направлении от кормовой к первой ячейке.

3. Способ по п.1, отличающийся тем, что в процессе отсоса измеряют давление в кормовой части летательного аппарата и в качестве момента полного присоединения пограничного слоя к поверхности используют момент достижения измеренным давлением максимальной величины.

4. Способ по пп.1 и 3, отличающийся тем, что в качестве минимального уровня отсоса используют значения скоростей отбора воздуха, при которых начинается снижение давления при снижении уровня отбора.



Редактор Г.Берсенева

Составитель Л.Щукин
Техред М. Моргентал

Корректор М.Ткач

Заказ 461

Тираж

Подписное

НПО "Поиск" Роспатента
113035, Москва, Ж-35, Раушская наб., 4/5

Производственно-издательский комбинат "Патент", г. Ужгород, ул.Гагарина, 101

RU Patent № 2,015,941

(54) METHOD FOR CONTROLLING BOUNDARY LAYER AT AERODYNAMIC SURFACE OF AIRCRAFT

(57) The invention relates to aviation, namely, to a method for controlling a boundary layer at an aerodynamic surface of aircraft. It is an object of the invention to reduce power inputs in order to improve aerodynamic characteristics of aircraft by boundary layer suction. This object is accomplished by that in the prior art method for controlling a boundary layer at an aerodynamic surface of aircraft, said method being based on generating adjoined vortices within cells of an aft part of the surface, the air bleeding process is accompanied by gradual increasing an air bleeding velocity till a moment of complete adjoining the boundary layer to the surface and generation of vortices in the cells, followed by decreasing the bleeding level to minimum at which a separation-less flow of the aircraft surface still takes place. To provide additional decrease of power inputs, the sucked air from cells is formed into a single stream wherein a pressure gradient realized at the separation-less flow is used to move said stream that provides suction of air by ejection from cells sequentially beginning from cells maximally closed to an aft cell. 3 dependent claims, 1 Figure.